

法政大学学術機関リポジトリ
HOSEI UNIVERSITY REPOSITORY

小型航空機の操縦性評価に関する研究

著者	吉田 優介
著者別名	YOSHIDA Yusuke
その他のタイトル	Evaluation methods for handling qualities of small aircraft
ページ	1-8
発行年	2016-03-24
学位授与年月日	2016-03-24
学位名	修士(工学)
学位授与機関	法政大学 (Hosei University)
URL	http://hdl.handle.net/10114/12501

小型航空機の操縦性に関する評価方法

EVALUATION METHODS FOR FLIGHT HANDLING QUALITIES OF SMALL AIRCRAFT

吉田優介

Yusuke YOSHIDA

指導教員 御法川学

法政大学大学院理工学研究科機械工学専攻修士課程

A new category of small aircrafts called LSA (Light Sports Aircraft) has been popular in the world. LSA is regarded as new basic aircraft not only for beginner's flight training but also engineering educational fields. For beginners, easy handling of flight should be important and it is required to establish the quantitative evaluation methodologies of flight handling qualities for the aircraft design. In this study, measurement system of-flight control and-motion of the aircraft were installed in a motor-glider which specifications are almost-same as LSA and relationships between flight control and-aircraft motion on basic maneuver. In addition, relationships between aerodynamic derivative coefficients and flight handling qualities were clarified by sensory test with flight simulator.

Key Words: Flight handling qualities, Light Sport Aircraft, Aerodynamic derivative coefficients, Sensory test

1. 緒論

1.1 研究背景

近年、エアラインを中心とした航空機の需要増加に伴いパイロット不足が叫ばれ、パイロット訓練事業の拡大が急務になっている。パイロット訓練においては、MPL 制度の導入やシミュレーターの活用による訓練時間およびコストの削減が行われているが、小型航空機による初等操縦訓練は必須である。また、世界的な動向として、これまでの小型航空機に代わって、新しいカテゴリーの小型航空機である LSA(Light Sport Aircraft)が急速に普及しており、近年の多品種少量生産の指向と相まって、実に多種多様な機種が設計製作されつつある。小型航空機の設計製造においては、経験則に基づいた大まかな機体寸法や形状を得た後は、飛行試験などの試行錯誤によって飛行性や操縦性を調整しており、理論的な詳細検討は行われているとはいえない。また、パイロットはもっぱら操縦訓練生やレジャーパイロット（自家用操縦士）であり、このようなパイロットにとって「操縦しやすい」機体であることは、安全上極めて重要であるばかりでなく、fun to fly の側面からも重要である。しかしながら、小型航空機の操縦性を定量評価して設計に反映させるプロセスに関しては、旅客機や戦闘機に比べて、未だ十分に確立していないのが現状である。

1.2 研究目的

本研究では経験的要素の大きい小型航空機の操縦性についての定量的評価方法の検討を目的とし、操縦性評価に関して重要なパラメーターと成り得る航空機の空力微係

数に着目し、実機を用いた飛行試験による測定及び、主観実験(官能検査)手法の一つである一対比較法を用いて、空力微係数と初心者パイロットが感じる小型航空機の操縦性の関係を調べた。その結果から、初心者パイロットがより操縦しやすいと感じるように、ベース機の設計変更を行った。

2. 理論的検討

2.1 使用記号

まず、機体の操縦性を評価するために必要な空力微係数の計算について示す¹⁾²⁾。微係数および導出に必要な各変数を Table 1 に示す。

Table 1 Design parameters and aerodynamic derivative coefficients

a_w	主翼の三次元揚力傾斜
S_w	主翼面積
a_t	水平尾翼の三次元揚力傾斜
S_t	水平尾翼面積
$\partial e / \partial \alpha$	主翼吹き下ろし角の α_w に関する変化率
h	重心位置 (MAC 係数)
V_h^*	水平尾翼容積比
V_{fus}^*	無次元胴体容積比
$C_{L\alpha}$	全機揚力傾斜
$C_{z\alpha}$	Z軸方向の運動に対する減衰項
$C_{m\alpha}$	迎角変化に対するピッチング・モーメント

	の変化量
C_{m_q}	ピッチ角速度 q に対する C_m の変化量
$C_{m_{\dot{\alpha}}}$	迎角変化率 $\dot{\alpha}$ に対する C_m の変化量
Z_{α}	$C_{z_{\alpha}}$ に $\frac{\rho U^2 S_w}{2m}$ を掛け、有次元化した微係数
M_{α}	$C_{m_{\alpha}}$ に $\frac{\rho U^2 S_w \bar{c}_w}{2I_{yy}}$ を掛け、有次元化した微係数
M_q	C_{m_q} に $\frac{\rho U S_w \bar{c}_w^2}{4I_{yy}}$ を掛け、有次元化した微係数
$M_{\dot{\alpha}}$	$C_{m_{\dot{\alpha}}}$ に $\frac{\rho U S_w \bar{c}_w^2}{4I_{yy}}$ を掛け、有次元化した微係数
ω_{sp}	短周期モードの固有振動数
ζ_{sp}	短周期モードの減衰比

2.2 航空機の操縦性について

飛行性(flight handling qualities or flying qualities)とは操縦者のタスク遂行の容易さと正確さを支配する飛行機のものである。安定性、操縦性などを含めた概念である。一般に、飛行性と機体の安定性とは、操縦性に相互作用がある事は広く知られている。

航空機の操縦性は、パイロットの主観的な操縦性の評価については、Cooper-Harper が提唱した Handling qualities rating scale³⁾などがある。これは熟練パイロットにより実施されるのが普通である。一方、航空機設計における操縦性は、航空機の運動方程式を釣合いの位置から微小擾乱と仮定することにより縦の運動と横の運動に関する微分方程式を導くことが出来る。これら航空機の物理的な運動特性の観点から、空力微係数に代表される機体各軸の安定性を論じ、パイロットによる操縦操作を入力とし、機体の挙動を出力としたシステムを評価することで、より定量的な検討が可能である⁴⁾⁵⁾。本研究では操縦性評価について運動方程式より導出した空力微係数に着目した。

2.3 代表的な飛行性基準

代表的な飛行性基準の一つに MIL-F-8785C⁶⁾がある。これは1960年代をはじめに米国の軍規格として定められた航空機の飛行性に関する評価基準である。この規格の中でも縦の飛行性については以下に示すような項目が設けられている。

縦の運動に関する MIL-F-8785C の主な要求

- 1) 速度に関する安定
 - ・縦の静安定
 - ・長周期モードの安定
 - ・飛行経路安定
- 2) マニユーバ時の特性
 - ・短周期モードの固有振動数
 - ・操舵力とその安定
 - ・Pilot Induced Oscillation (PIO)
- 3) 操縦性
 - ・舵の効き、操舵力など

ここで概説として安定性と短周期モード、長周期モード

について説明する。

一般的に安定性は静的安定と動的安定に分けられる。釣り合い飛行中の航空機が外部からの攪乱などが働き、力やモーメントが変化させられた際に、操縦操作によらず元に戻ろうとする性質のことを静的安定が正といい、逆を静的安定が負と言う。また、運動が振動しながら元の釣り合い状態の姿勢に収束して行く場合の事を動的安定が正といい、逆を動的安定が負であると言う。本研究では縦の運動（ピッチ運動）にのみ言及する。いま、速度とピッチ角速度、迎角、これらの変化が微小であると仮定した場合、航空機の縦の運動は短周期モードと長周期モードの二つの基本的な運動モードの重ね合わせによって考えることが出来る。短周期モードは迎角とピッチ角の変化が主に関与する運動で、通常は周期が数秒程度と短く、減衰が大きい。それに対し長周期モードは周期が長く、減衰が小さい運動で、その本質は位置エネルギーと運動エネルギーの交換である。これらの固有振動数と減衰比の値は操縦性に影響を与える、特に短周期モードは操縦性に強い影響を与えている。

本研究ではこれら MIL-F-8785C 要求で、縦の操縦性に最も関係性があるマニユーバ時における短周期モードの固有振動数に関する評価基準について議論する。

この項目の要求内容は、短周期運動における固有振動数と減衰比について言及しており、各飛行状態における適正範囲を Fig.1 に示す。これは図中に示したように短周期モードの減衰比を横軸に、固有振動数を縦軸にとったもので、それぞれの上限と下限の決められた範囲内が良好なパイロット評価が得られると考えられる領域である。図中の点線範囲における操縦特性についてパイロットの総評を Table 2 に示す。

また、MIL 規格では飛行性について 3 つのレベルが存在し、本研究ではタスクの遂行において明らかに十分な飛行性を有する、レベル 1 の要求を想定している。

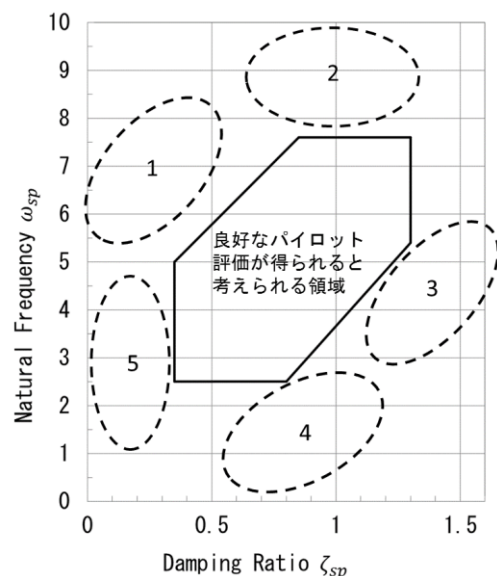


Fig.1 Short-period natural frequency and damping ratio on

flight quality

Table 2 General pilot comment to flight quality

1	<ul style="list-style-type: none"> ・応答性過敏で速すぎ、PIO の傾向あり ・トリムが困難 ・トラッキングが極めて困難 ・操舵力軽く、操縦桿の動き量少ない
2	<ul style="list-style-type: none"> ・応答性極めて大で過敏で、PIO の傾向あり ・操舵力軽い、操縦桿の動き量は良好
3	<ul style="list-style-type: none"> ・応答が遅く、運動を止めるのにかなりの当舵が必要 ・鈍感でマニューバ困難 ・操舵力はやや大で、操縦桿の動き量が大きい
4	<ul style="list-style-type: none"> ・応答が非常に遅く、ほとんど飛行不能 ・水平直線飛行か、わずかなマニューバが可能 ・手ばなしでは不安定化する傾向があり、中pointsに近い感じ
5	<ul style="list-style-type: none"> ・初期の舵の効きは遅れ気味にもかかわらず、オーバーシュートをとまなう ・トリムとトラッキング多少困難 ・操縦力やや大

2.4 微係数と短周期モードの固有振動数、減衰比の関係

航空機の空気力学的な釣り合い式より、迎角の変化による揚力係数の変化分を表す全機揚力傾斜は、

$$C_{L\alpha} = a_w \left\{ 1 + \frac{a_t S_t}{a_w S_w} \left(1 - \frac{\partial e}{\partial \alpha} \right) \right\} \quad (1)$$

となる。これは、離着陸時の航空機の姿勢に影響する。また、動特性に関しても短周期モードの減衰に影響を持つ、非常に重要な微係数である。

次に、迎角静安定を表す微係数を導くため、機体に生じるピッチング・モーメントを無次元化した値、 C_m を a_w で偏微分すると、

$$C_{m\alpha} = a_w \left\{ (h - 0.25) - V_h^* \frac{a_t}{a_w} \left(1 - \frac{\partial e}{\partial \alpha} \right) + V_{fus}^* \frac{2}{a_w} \right\} \quad (2)$$

となる。これは短周期モードの周期に大きく関わる微係数でエレベーターの使用等による航空機の応答を左右する。迎角静安定を有するためには $C_{m\alpha} < 0$ でなければならない。

最後に、有次元空力微係数を用いて縦の運動方程式における X 軸方向の速度変化が微小であると仮定すると、短周期モードの固有振動数 ω_{sp} と減衰比 ζ_{sp} は次式のような近似式で表すことが出来る。

$$\omega_{sp} \cong \sqrt{-M_\alpha + (Z_\alpha / U) M_q} \quad (3)$$

$$\zeta_{sp} \cong \frac{(Z_\alpha / U) + M_q + M_{\dot{\alpha}}}{-2\sqrt{-M_\alpha + (Z_\alpha / U) M_q}} \quad (4)$$

3. 実機を用いた飛行試験

3.1 実験装置および方法

3.1.1 実験用航空機

今回、実験機を用いた飛行により、操縦性評価を行う際に必要と成り得る、主要動翼三舵を操作した際の機体挙動を計測する計測システムの構築を行った。

上空ではこの計測システムを用いて、機体の縦に関する長周期モードのエレベーター δ_e と機体ピッチ角 α の変化量、及び横に関する旋回開始時のエルロン δ_a 、ラダー δ_r の操作量と機体挙動の関係について計測を行った。

本実験では実験機として、動力付き滑空機（Diamond Aircraft 社製 HK36 Super Dimona⁷⁾）を使用した。HK36の三面図を Fig.2 に、また仕様を Table 3 に示す。

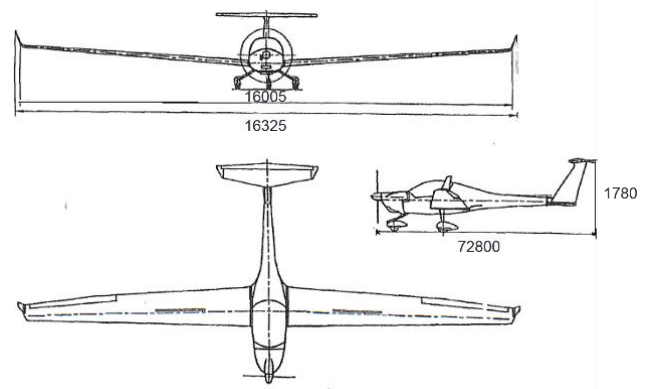


Fig.2 Three dimensional views of HK36 Super Dimona

Table 3 Specifications of HK36 Super Dimona

Overall length [m]	7.28
Overall width [m]	16.33
Overall height [m]	1.90
Chord length [m]	1.00
Wing area [m ²]	15.30
Aspect ratio [-]	17.11
Empty weight [kg]	568
Maximum takeoff weight [kg]	770
Engine output [PS]	117
Cruise speed at 65% (1,800 m TAS) [km/h]	196
Stall speed, airbrakes retracted (CAS) [km/h]	78
Rate of climb (ISA SL) [m/s]	5.4
Glide ratio [-]	1:27

3.1.2 計測システム

本研究で使用した計測システムの構成を Fig.3 に示す。

機体の運動計測は、慣性計測センサ（Crossbow 社製 NAV440CA-200⁸⁾）を用い、6 軸の加速度から機体の姿勢や速度を得た。センサ本体は機体重心位置に近い操縦席後

方荷物室に設置した。

操舵量の計測は、ワイヤーエンコーダー（Micro-Epsilon 社製 Series WPS Model MK30⁹⁾）をエルロン、エレベーター、ラダー、スロットル、エアブレイキの各舵に取り付け、操舵量のフル動作（ロック to ロック）に対する比を求めた。ワイヤーエンコーダーで測定した各舵のデータは、A/D コンバータ（National Instruments 社 NI USB-6008¹⁰⁾）および制御ソフト（Labview）を用いて PC に収集した。エンコーダ及び慣性センサは外部 DC 電源（12V 7.2Ah の鉛蓄電池）により駆動した。また、この計測機器取付けによる機体重心位置の変化は無視できるほど微小である。

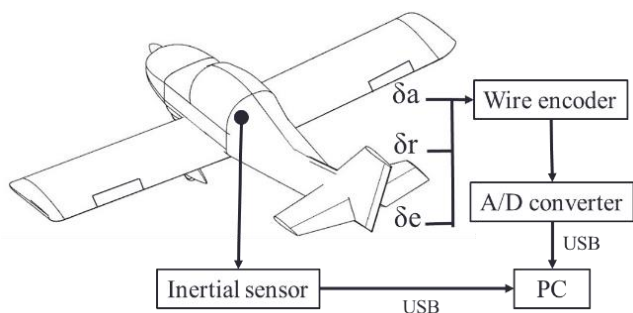


Fig.3 Measurement system configuration

3.2 飛行パターン

試験飛行では以下の操作に対するデータを取得した。Fig.4 に飛行経路を示す。

最初に、縦の安定性に関する挙動を測定するため、将鑑川の南、川に並行して直線に進んだ（図中①）。この際、巡航速度に近い 90kt の速度でエンジン回転数及びトリムをセットし、前方にスティック約 15deg 倒した。この動作はステップ入力を模擬するため、動作時間を 1s で完了した。その後スティックからは手を放した状態で、長周期モードが完全に収束するのを待った。

次に、旋回開始及び回復時の挙動を測定するため、印旛沼上空（図中②）をバンク角 25°で 360°左右に定常旋回を行った。旋回操作はエルロンとラダーを使って行った。



Fig.4 Test flight path

また計測は、大田原飛行場（茨城県稲敷郡河内町）を起点とした空域で行った。また、試験飛行開始時の地上での気象は 90°方向から平均 10kt の風が吹いており、気温 26.2℃、気圧 1006hPa で雲量 7 だった。

3.4 実験結果および考察

3.4.1 縦の安定性

Fig.5 はエレベーター操舵量比（図中上段） δ_e と機体ピッチ角（図中下段） θ の時刻歴波形を示したものである。

ピッチ角の挙動は、スティック入力（ $t=20s$ 付近）に対して遅れはほとんどなく、スティックをリリースした瞬間から逆方向にほぼ同じ量だけ振れ、その後は周期 22s 程度の長周期モードが、減衰比 0.6 程度で収束していく様子がわかる。この運動においては、航空機はピッチ角の上下動により、位置エネルギー（高度）と運動エネルギー（速度）を交換する動作を示すが、パイロットが修正動作できる程度の周期であり、操縦性に大きな影響は与えないと言われている。また、そのとき、スティックには位相差を持った反力が返っているのがわかる。いっぽう、短周期モードはスティック入力直後の周期 1s 程度の振動であり、計測ではわずかに現れている程度で、減衰が大きいことがわかる。この短周期モードはスティックの入力速度に近いために、操縦性に大きな影響を与えようと考えられる。

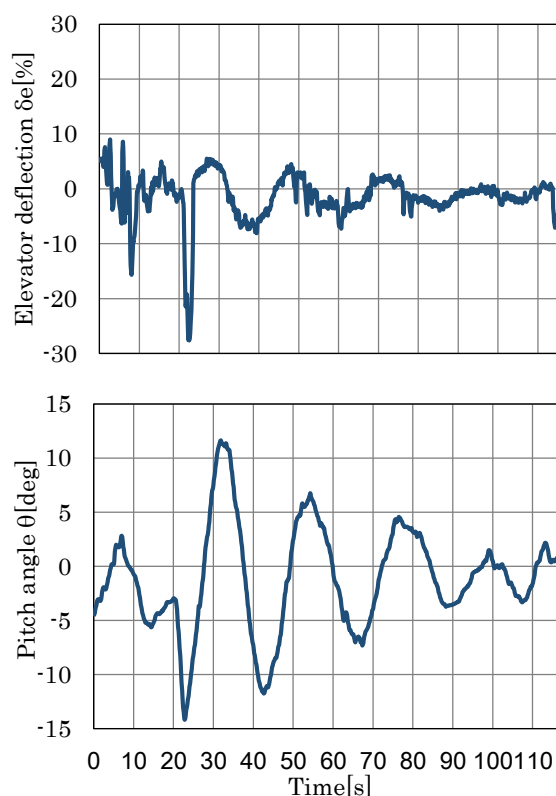


Fig.5 Input and response of longitudinal motion

3.4.2 定常旋回

Fig.6 は左旋回時の初動を表した時刻歴波形である。上から順に、エルロン操舵量 δ_a 、ロール角 ϕ 、ラダー操舵量

δ_r , ヨー角 ψ に関する時刻歴波形である。

入力であるラダーとエルロンを左に動かしてから、機体のロールが始まるまでに約 0.5s の遅れがあり、さらに機体のヨーイングが始めるまでに 2.0s の遅れがある。また、定常旋回に入るまでのエルロン操作とラダー操作は同一のプロファイルではないこともわかる。

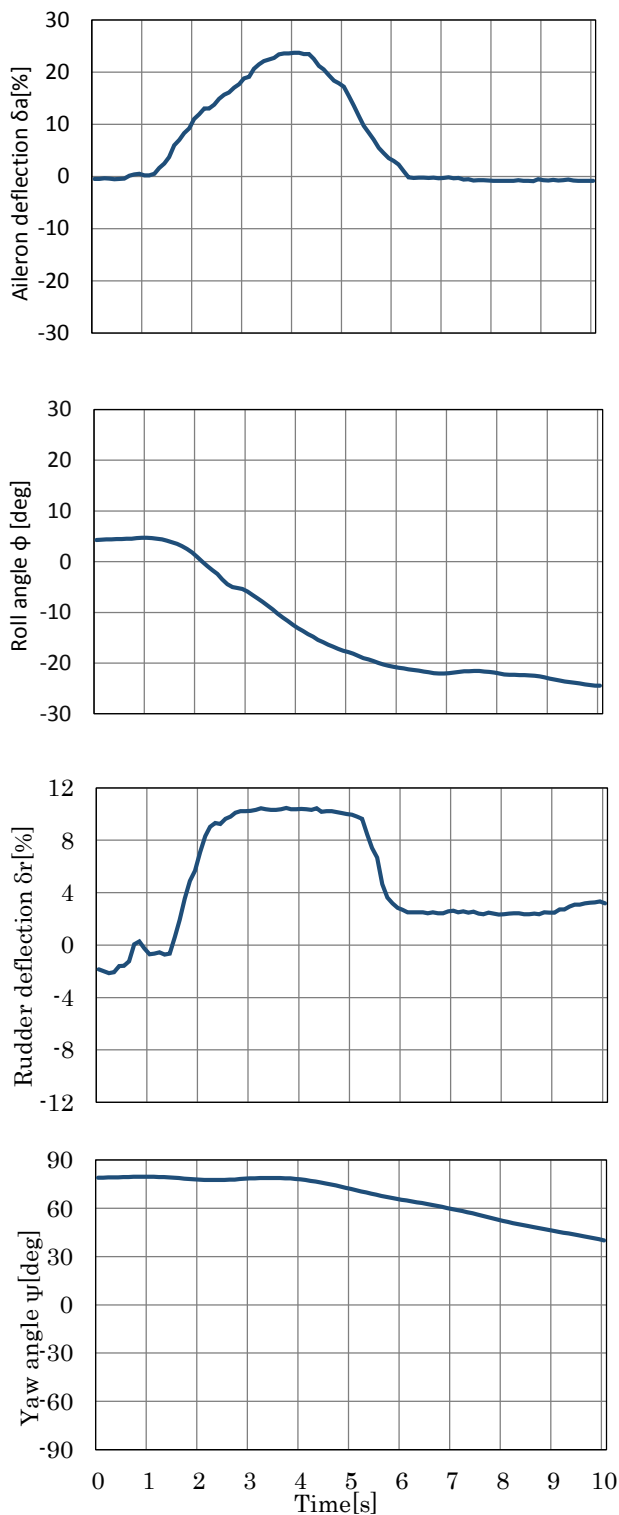


Fig.6 Input and response of coordinate turn

4. 官能検査による操縦性評価

4.1 実験装置

ここでは、空力微係数の変化が実際の操縦性にどの程度影響するのかを調べるために、フライトシミュレーター上で空力微係数を変えた航空機を被験者に操縦させ、操縦のしやすさを官能試験によって定量化することを試みた。

まず、機体の諸元など航空機のモデル化は、6 自由度の飛行力学モデルを運動方程式ベースで行う JSBSim と呼ばれるツールを用いて行い、そのモデルデータをフリーのフライトシミュレーターである FlightGear ver3.4.0 によって飛ばした。実際の操縦席を模擬するため、Fig.7 に示すように、操縦者の視界を妨げない位置にプロジェクター置き、PC モニター画像をプロジェクターに出力した。また、実際の操舵力を模擬するため、操縦桿の反力を調整した。

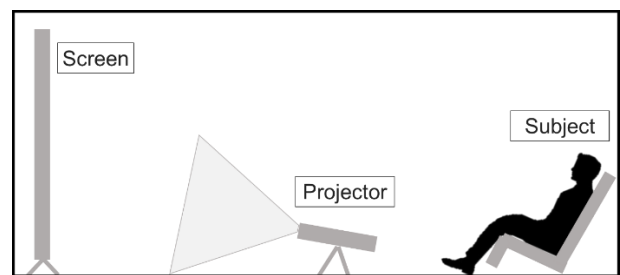


Fig.7 Test environment

4.2 操縦性サンプル値の設定

官能試験に用いる機体データのサンプル選定においては、基準データを小型機としては世界中で普及している Cessna 172P の値とし、操縦性に関する評価を行う上で、縦の操縦性に最も関係する $C_{m\alpha}$ と $C_{L\alpha}$ の値を Table 4 に示すように変化させて試験を行った。このとき、短周期モードの固有振動数 ω_{sp} と減衰比 ζ_{sp} は Fig.8 に示すように変化するような組み合わせとした。

Table 4 Stable differential coefficient of test value

	試験値 1	試験値 2	試験値 3	試験値 4	試験値 5
$C_{m\alpha}$	-3.00	-1.80	-0.89	-0.40	-0.20
$C_{L\alpha}$	1.00	3.00	4.27	6.00	8.00

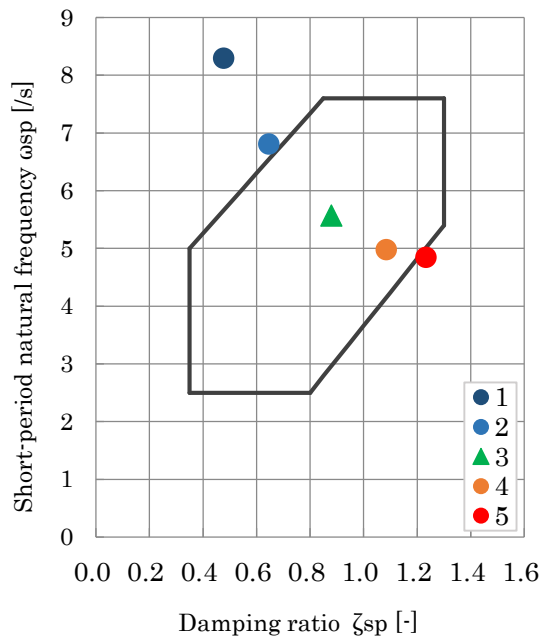


Fig.8 ω_{sp} and ζ_{sp} of test value

4.3 官能試験法

官能試験は、シフエの一対比較法を変形した中屋の変法¹¹⁾に基づいて行った。これは、組み合わせ順を考えず、一対の基準と比較の組み合わせをランダムに提示することで、少ない被験者でも評点を求めることが出来る。被験者は健康で航空機の操縦経験を持った大学生 10 人とした。

また、官能試験におけるフライトタスク以下の通りである

- ①エンジン始動後、フルスロットで地上滑走し離陸速度に達してから離陸動作を行う。
- ②上昇角 5° で MSL200ft まで上昇。
- ③MSL200ft 到達後、機体をレベルオフ、スロットルをアイドル状態にし、降下角 -5° で降下。
- ④その後、地面付近でフレア操作を行い接地後、フライト終了。

評点は 5 段階での判断とし、評点は次に示す。

サンプルを A_1, A_2, \dots, A_t とすると、

- | | |
|-----------------------------|-----------|
| A_i が A_j に比べて操縦し易いとき | +2 点 |
| A_i が A_j に比べてやや操縦し易いとき | +1 点 |
| A_i が A_j と同じ程度のとき | ± 0 点 |
| A_i が A_j に比べてやや操縦し難いとき | -1 点 |
| A_i が A_j に比べて操縦し難いとき | -2 点 |

5. 実験結果

5.1 相関解析

官能試験による操縦のしやすさ、及びその標準偏差と相関係数を Table 5 に示す。 C_{m_α} 、 C_{L_α} 、 ω_{sp} 、 ζ_{sp} と操縦のしやすさとの関係のグラフを Fig.9～Fig.12 に示す。

Table 5 相関解析結果

試験	C_{m_α}	C_{L_α}	ζ_{sp}	ω_{sp}	平均嗜好度
1	-3.0	1.00	0.48	8.25	0.45
2	-1.8	3.00	0.60	6.05	0.25
3	-0.9	4.27	0.85	5.33	0.10
4	-0.4	6.00	1.08	4.95	-0.30
5	-0.2	8.00	1.23	4.82	-0.50
標準偏差	1.153	2.695	0.317	1.408	0.392
相関係数	-0.923	-0.987	-0.988	0.844	-

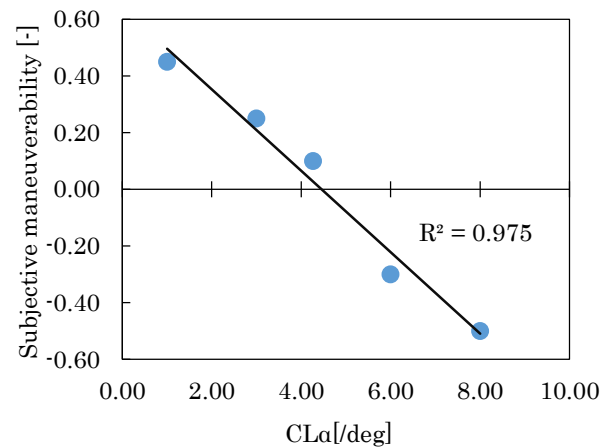


Fig.9 Relationship between C_{L_α} and subjective maneuverability

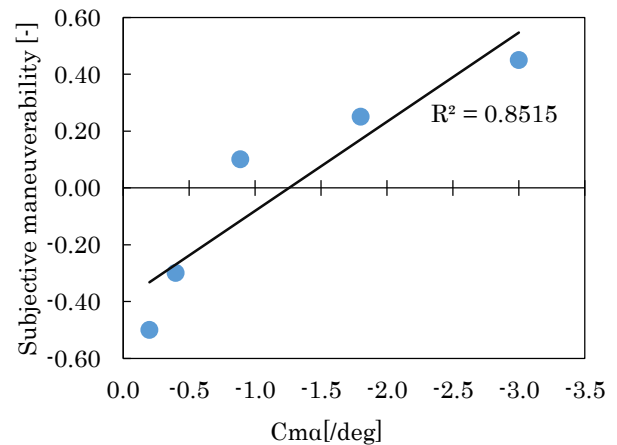


Fig.10 Relationship between C_{m_α} and subjective maneuverability

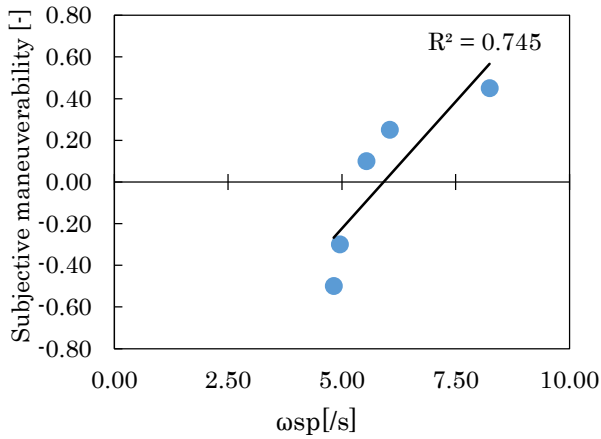


Fig.11 Relationship between ζ_{sp} and subjective maneuverability

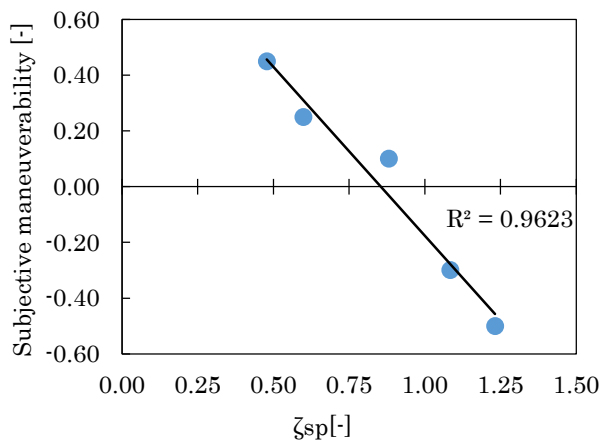


Fig.12 Relationship between ω_{sp} and subjective maneuverability

5.2 設計パラメーターの変更

官能試験の結果から、試験値 1 に近い値になるように、つまり、ベース機の短周期モードにおける固有振動数が大きく、減衰比が小さくなるほど操縦性が向上すると言える。この結果を踏まえ、フライトシミュレーター上で使用したベースの小型機的设计パラメーターを変更することで、初心者にも操縦しやすい機体にした。

小型機的设计パラメーターを単体で変更した場合の短周期モードへの影響を調べるため、各設計パラメーターを初期値の 70% から 130% まで増減させ、その他のパラメーターは固定してその結果を確認した。結果の固有振動数と減衰比の変化をプロットしたものを Fig.13 に示す。プロット点の交点は設計パラメーターを変更していない初期状態を意味している。矢印は設計パラメーターの値の増加方向を示していて、始点が初期値の 70% の値、終点の矢印部が初期値の 130% であることを表している。

今回、設計パラメーターの変更は安定微係数 $C_{m\alpha}$ と $C_{L\alpha}$ の値に大きく影響を及ぼすと考えられる、主翼-尾翼 MAC25% 距離 l_t と主翼アスペクト比 AR_w 、主翼面積 S_w 、水平尾翼アスペクト比 AR_t 、主翼面積 S_t を変更した。

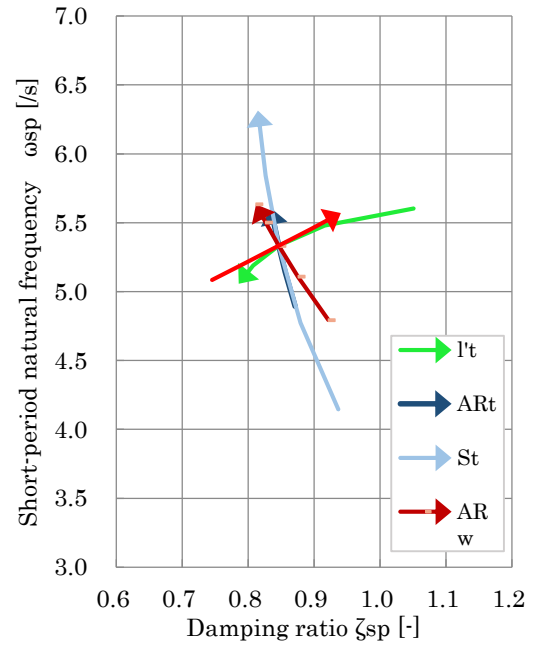


Fig.13 Transition of ω_{sp} and ζ_{sp} by change of design parameters

これらから、標準機体に比して、例えば水平尾翼の面積とアスペクト比はともに減衰比に与える影響が少ない代わりに固有振動数への影響が大きかったといったように、各設計パラメーターの固有振動数と減衰比に与える影響が分かった。結果を踏まえ、小型機の各設計パラメーターの変更前と後の数値を Table 6 に示す。また、各設計パラメーター変更後の短周期固有振動数と短周期減衰比の関係を Fig.14 に示す。

Table 6 Modification of aerodynamic parameters

	Before	After
ω_{sp} [1/s]	5.33	6.76
ζ_{sp} [-]	0.85	0.68
$C_{m\alpha}$ [1/deg]	-0.89	-2.21
$C_{L\alpha}$ [1/deg]	4.27	3.55
C_{w0} [m]	1.90	1.40
C_{wn} [m]	1.21	1.40
b_w [m]	11.00	12.00
λ_w [-]	0.64	1.00
AR_w [-]	7.07	8.57
S_w [m ²]	17.11	16.80
c_{t0} [m]	1.33	1.35
c_{wn} [m]	0.81	0.70
b_t [m]	3.46	4.40
λ_t [-]	0.61	0.52
AR_t [-]	3.24	4.29
S_t [m ²]	3.68	4.51
V_h^* [-]	0.60	0.92
V_{fus}^* [-]	0.20	0.22
l_t [m]	4.38	4.80

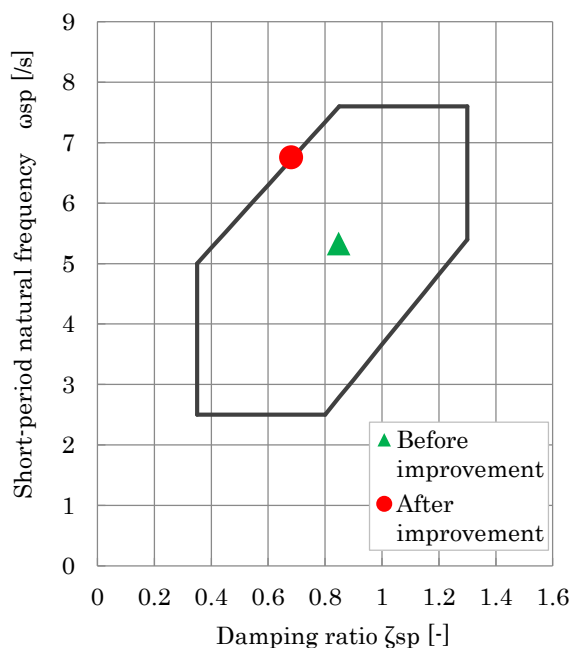


Fig.14 Modification of ω_{sp} and ζ_{sp}

6. 結論

- 1) 小型航空機の設計において、操縦しやすさに関する評価指標を得るため、動力滑空機に慣性センサとともに操縦系統にセンサを取付けることにより、飛行中の操舵量と機体の姿勢を記録するシステムを構築した。その結果、空中操作時の機体挙動との相互関係や、短周期、長周期モードが測定可能となった。
- 2) 小型航空機の操縦性に関する評価を行うため、空力微係数に着目し、官能試験を行った。その結果 $C_{m\alpha}$ 、 $C_{L\alpha}$ と操縦のしやすさの間には高い相関性を有することが証明された。このことから空力微係数 $C_{m\alpha}$ 、 $C_{L\alpha}$ は、小型航空機における初心者が感じる操縦のしやすさの指標と成り得ることがわかった。

- 3) この結果を踏まえ、フライトシミュレーター上で使用した小型機の設計パラメーターを変更することで、初心者にも操縦しやすい機体にする事が出来た。
- 4) 今後は、設計指針となるような操縦のしやすさを構成する空力微係数の閾値を見つけることが課題である。また、今回は縦運動に関してのみに限定したが、横運動も含む操縦のしやすさも含めることが課題である。

参考文献

- 1) 加藤寛一朗，大屋昭男，柄沢研治，航空機力学入門，東京大学出版会（1982）
- 2) 内藤子生，飛行力学の実際，日本航空技術協会（1976）
- 3) G. Cooper and R. Harper. The use of pilot rating in the evaluation of aircraft handling qualities. Technical Report TN D-5153, NASA (1969)
- 4) 片柳亮二，航空機の飛行力学と制御，森北出版(1976)
- 5) Michael V. Cook, Flight Dynamics Principles Second edition, Elsevier (2007)
- 6) MILITARY SPECIFICATION FLYING QUALITIES OF PILOTED AIRPLANES [MIL-F-8785C] (1980)
- 7) AIRPLANE FLIGHT MANUAL FOR THE POWERED SAILPLANE HK36TTC
- 8) Crossbow NAV440 Series User Manual
- 9) MICRO-EPSILON, Instruction Manual wire SENSOR WPS Series
- 10) User Guide And Specifications NI USB-6008/6009
- 11) 日科技連官能検査委員会，新版官能検査ハンドブック，(1973),日科技連